研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.094>

2차원 축소확대노즐의 추력편향특성 수치해석연구

강형석* · 최성만** · 오성환***

Numerical Study of the Thrust Vectoring Characteristics in a Two-Dimensional Convergent Divergent Nozzle

Hyung Seok Kang* · Seong Man Choi** · Seong Hwan Oh***

ABSTRACT

A numerical analysis has been conducted to determine the pitch thrust vectoring characteristics of a two-dimensional convergent divergent exhaust nozzle for supersonic aircraft application. The numerical analysis was done by using Fluent and verified by the experimental test results. Analysis was performed with pitch angle of 0° and 20° each at the ambient temperature condition. To see the effect of a ratio of pitch flap length and pitch flap height, the ratio was varied from 0.5 to 2.5. The numerical analysis shows that pitch thrust is changed greatly with pitch flap length. The big difference of the pitch thrust with pitch flap length is due to the shock interactions in the nozzle.

초 록

본 수치해석 연구는 초음속 항공기에 적용되는 이차원 축소-확대 노즐의 기계적인 피치 편향각 변화에 따른 추력편향노즐의 특성을 이해 하고자 수행 되었다. 수치해석은 Fluent를 이용하여 진행되었으며 해석결과는 동일한 조건에서의 실험결과와 비교검토 하였다. 노즐의 피치 편향각은 0° 와 20° 로 각각 설정하였으며 피치 플랩의 길이를 노즐 출구 높이의 0.5배에서 2.5배까지 설정하여 피치플랩의 길이에 따른 편향효율과 유동특성을 분석하였다. 연구결과 피치플랩의 길이에 따라 피치추력의 변화가 크게 나타났으며, 이러한 피치추력변화는 피치플랩 길이비의 변화에 따라 노즐 내부에서 발생하는 충격파의 상호 간섭현상에 의해 좌우됨을 알 수 있었다.

Key Words: Thrust Vectoring(추력편향), Two-Dimensional Convergent Divergent Nozzle(2차원 축소확대노즐), Pitch Deflection(피치편향)

접수일 2012. 11. 30, 수정완료일 2013. 3. 14, 게재확정일 2013. 3. 20

* 학생회원, 전북대학교 항공우주공학과

** 종신회원, 전북대학교 항공우주공학과

*** 종신회원, 국방과학연구소 7기술연구본부 2부

† 교신저자, E-mail: csman@jbnu.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

최신의 전투기 및 무인 전투기의 경우 고기동성과 생존성 향상을 위해 스텔스성 및 단거리/수직 이착륙 성능이 필수 요건으로 부각되고 있

다. 이러한 요구조건을 충족시키기 위해 추력편향 제어 기법이 대두되고 있다[1]. 5세대 전투기의 경우 배기노즐을 이용한 추력편향 기술이 도입되고 있으며, F-22 Raptor의 경우 Fully Variable Area Ratio 및 이차원 추력편향 장치를 사용하여 피치편향을 $\pm 20^\circ$ 로 수행하여 기동성 및 스텔스 성능을 극대화 하고 있다.

추력편향 기술은 크게 기계역학적인 편향기술과 유체역학적인 편향기술로 나눌 수 있다. 기계역학적 편향기술은 노즐의 디퓨저(Diffuser) 혹은 디퓨저 끝단에 힌지된 플랩을 직접적으로 편향시켜 추력편향을 유도하는 방식이며 유체역학적인 편향기술은 노즐목 혹은 디퓨저에서 2차 유동을 주입하여 유동의 편향을 유도하는 방식이다. 유체역학적인 편향기술은 Shock Vector Control Method(SVC), Throat Shifting Method(TS) 및 Counter Flow Method 등[2]이 주로 연구되고 있으며, 국내에서도 위와 같은 방식을 이용한 추력편향기술에 대한 연구가 수행되었다. 오대환 등[3]은 Secondary Injection Thrust Vector Control(SITVC)에 대한 연구결과를 보고하였으며, 이는 2차 유동에 의해 유발되는 충격파를 이용한 추력편향 기술이며, Wing 등[4]의 추력편향제어에 대한 실험연구를 바탕으로 수행되었다. Wing 등은 유량 7.5% 정도를 분사하여 20° 정도의 추력편향을 수행하였으며, 오대환 등은 2차 유동의 분사 위치 및 분사 유량 등의 변수들의 최적의 조건과 상관관계를 구하는 연구를 수행하였다. 연구결과 2차 유동으로 인해 생성된 경사 충격파의 끝이 노즐 출구 끝단에 분포하는 경우 최대 편향각과 횡 추력을 가지는 분사 위치가 됨을 보고 하였다. 그리고 신춘식 등[5]은 이중 목 노즐을 이용한 추력벡터 제어에 관한 기초적 연구를 수행하였다. 이중 목 노즐(Dual Throat Nozzle, DTN)은 공동에 사이에 두고 두 개의 노즐 목을 가지도록 설계하여 추력편향을 유도하는 방식으로 수치해석을 통한 연구 결과 노즐압력비(NPR, Nozzle Pressure ratio)가 2일 때 1%의 2차 유동으로 약 10° 의 추력편향 각이 생성할 수 있고, 5%의 2차 유동에서는 약 20° 의 추력편향 각이 나타남을 보고 하

였다. 또한 2차 유동이 5%에서 6%까지 증가할 때는 추력편향 각이 증가하지만 그 이상이 되면 일정한 값에 접근한다고 보고하였다. 한편 정성재 등[6]은 Coflow-Counterflow 개념을 이용한 추력벡터 노즐에서 발생하는 유동특성에 관한 연구를 수행하였다. 노즐 내부로 2차 유동을 분사하게 되면, 노즐 내부에 경사충격파나 유동의 박리가 발생하게 되어, 큰 추력손실을 야기할 뿐만 아니라, 유동장이 불안정해져 추력의 변동이 발생할 수 있다고 판단 하에, 추진 제트 기류의 반대방향으로 2차 유동을 야기시켜 추진 기류를 편향시키는 Coflow-Counterflow 개념을 적용하여 수치해석을 통한 연구를 수행하였다. 수치해석 결과 Coflow-Counterflow 개념을 이용한 추력 제어법은 0.93 이상의 높은 추력효율을 가진다고 보고하였다.

반면에, 기계역학적인 추력편향기술이 지금까지 성공적으로 적용되고 있음에도 불구하고 유체역학적인 추력편향 기술에 비해 국내에서의 연구는 거의 수행되지 못하였다. Taylor[7]은 2차원 축소-확대노즐에 대한 실험연구를 수행하였다. 피치플랩과 요플랩의 기하학적 편향각을 0° , $\pm 20^\circ$, $\pm 30^\circ$ 의 다양한 조건으로 기계적인 편향을 수행할 경우에 대한 추력편향특성을 측정하였다. 기계적 편향방식은 노즐 목에 힌지된 디퓨저를 편향시키는 방식으로 피치편향을 수행하였고 디퓨저에 힌지된 요플랩의 위치를 변경하여 요 추력편향 특성을 연구하여 최적의 추력편향효율을 가진 노즐의 기하학적 형상을 도출하고자 하였다. 김윤희[8]는 이차원 가변 추력편향 노즐 설계 및 유동 해석을 수행하였고, 설계된 형상을 바탕으로 실험모델을 이용한 추력편향 유동특성을 정한진[9]이 연구한 바 있다. 실험에 이용된 기계적 편향장치는 디퓨저 끝단에 힌지된 피치플랩과 요플랩을 편향시키는 방식이며, 다양한 형상에 대한 모델을 제작하여 실험하였다. 피치플랩의 기하학적 피치 편향각이 0° , 10° 및 20° 조건으로 실험한 결과 피치플랩의 길이에 따라 편향 효율의 편차가 크게 나타났고 이러한 추력편향특성에 대한 심층적인 분석이 요구되었다.

따라서 본 연구에서는 피치 플랩의 기하학적

Fig. 1 Configuration of a Two-dimensional Convergent Divergent Nozzle[8]

편향각 20° 의 조건에서 피치플랩의 길이가 변화될 때 이차원 추력편향 축소-확대 노즐내부의 충격파의 형상 및 이에 수반하여 나타나는 추력특성을 비교 분석하고, 수치해석 결과를 쉘리렌 가시화 실험을 통해 수집된 초음속 유동과 비교 검토하여 피치 플랩 길이 변화에 따른 2차원 축소확대노즐의 추력편향 메커니즘을 이해 하고자 한다.

2. 수치해석방법

본 연구에서는 상용코드인 Fluent 6.3.26 을 이용하여 수치해석을 수행하였다. 노즐 입구 경계 조건으로 전압력 및 전온도 조건(1,247 kPa, 300 K)을 지정하였고, 출구는 정압과 정온도를 지정하였다. 또한 실험장치[9]와 유사한 형상을 유지하기 위해 노즐을 둘러싸고 있는 챔버를 포함한 격자를 생성하여 챔버 출구에 정압과 정온도 조건(101.325 kPa, 300 K)을 지정하였다. 벽면은 단열(Adiabatic) 및 점착(No-slip) 조건으로 지정하였다. 수치계산은 이차 풍상차분법(Second Order Upwind)을 사용하였으며, 난류 모델은 $k-\omega$ SST(Shear Stress Transport)를 사용하였다. $k-\omega$ SST 모델은 $k-\epsilon$, $k-\omega$ 모델을 혼합한 것으로 경계층(Boundary Layer)영역 내에서는 $k-\omega$ 모델을, 그 외부 및 혼합 영역에서는 $k-\epsilon$ 모델을 사용한다. 특히 $k-\omega$ SST 모델은 난류의 전단응력의 전달을 고려함으로써 2개의 방정식으로 구성된 난류방정식 중에서 유동박리(Flow Separation)를

Fig. 2 Schematic of a Thrust Vector Nozzle

Table 1. Nozzle Variants

Case	L_p	δ_{VP}
0	1.5H9	0°
1	0.5H9	20°
2	1.0H9	20°
3	1.5H9	20°
4	2.0H9	20°
5	2.5H9	20°

가장 잘 예측하는 것으로 알려져 있다[10].

2.1 노즐 형상 및 격자

Figure 1에 본 연구에서 수행한 2차원 축소확대노즐의 기본 형상이 제시 되어있다. 노즐 입구의 높이는 45.2 mm 이며 노즐 목의 높이는 14.9 mm 그리고 출구의 높이는 29.7 mm 이다. 본 연구에서는 이 기본 노즐을 이용하여 디퓨저 끝단에 피치플랩을 장착하는 방식으로 피치편향을 유도하였다. Fig. 2에 피치플랩을 추가한 축소확대노즐의 개념이 제시되어있다. 노즐목 면적을 A_8 로 정의 하였으며 노즐출구의 면적은 A_9 , 높이는 H_9 로 정의 하였다. 피치플랩의 길이는 L_p 로 정의 하였고, L_p 는 높이 H_9 을 기준으로 하여 H_9 의 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5 배로 길이를 변경하여 수치해석을 수행하였다.

Table 1에 노즐 형상 변수를 제시하였다. 피치플랩의 길이는 출구의 높이 H_9 에 0.5배 단위로 5가지 길이변화를 주었고, 피치편향각은 0° 와 20° 의 두 가지 경우로 연구를 수행하였다.

Figure 3에 실험에서 사용된 노즐의 형상이 제시되어 있다. Case 1~5는 0.5H9에서 2.5H9까지의 피치플랩의 길이 L_p 에 따른 노즐 형상이며,

Fig. 3 Nozzle Geometry[9]

Case 0은 피치편향을 수행하지 않을 때의 기본 노즐 형상이다. 이때 플랩의 길이는 $1.5H_9$ 이다.

Figure 4의 그림 (a)에 피치편향을 수행하지 않은 기본 노즐형상과 그림 (b)에는 기하학적 편향각 20° , 피치플랩 길이비가 0.5 인 경우의 격자계가 제시되어있다.

초음속 유동해석을 위해 정렬격자를 사용하였고 벽근접 영역과 노즐 목 그리고 경사충격파와 유동장 박리가 예상되는 영역에 조밀한 격자를 사용하였다. (a)의 경우 대칭조건으로 상단의 격자만 이용하였고 격자수는 약 10만개이며, 그림 (b)의 경우 격자수는 약 20만개를 사용하였다.

수치해석의 격자수에 대한 적합도 평가를 위하여 검토를 위하여 노즐 내부의 격자계의 구성을 달리 하여 수치해석을 수행해 보았다. 수치해석은 피치 편향각이 이 0° 인 형상 에서 Half Mesh 의 격자수를 1,800 개에서 2배씩 증가시켜 14,400 개 까지 4가지 경우에 대하여 잔차 (Residual) 가 1.0×10^{-6} 에 도달할 때까지 계산을 수행하였다.

Figure 5에 4 가지 격자계에 대한 정압력이 제

a) Pitch Length= $1.5H_9$, Pitch Angle= 0° b) Pitch Length= $0.5H_9$, Pitch angle= 20°

Fig. 4 Computational Grid

Fig. 5 Static Pressure with Different Mesh

시되어 있으며, 격자수가 1,800, 3,600 인 경우는 70 mm 부근에서 약간의 차이가 있으며, 그 후 격자수가 7,200, 14,400 인 경우 거의 유사한 압력 분포를 보이고 있음을 볼 수 있다. Fig. 6에 4 가지 격자계에 대한 압력 컨투어가 제시되어 있다. Fig. 6의 a)의 경우 격자수가 1,800 개로서 노즐 내부 충격파의 경계가 모호하게 나타났으며, b)의 격자수 3,600 개인 경우 노즐 목에서 발생한 충격파가 노즐 상단에서 반사되어 나타나는 반사충격파의 형태가 나타나지 않았다. Fig. 6의 c)의 격자수 7,200 개 인 경우 충격파의 경계가 뚜렷하며 충격과 전후의 압력과 속도 구배를 명확하게 확인 할 수 있으며 격자수 14,400

Fig. 6 Static Pressure Contours

개의 d)의 경우와 유사하다. 따라서 본 연구에서 노즐내부에 필요한 격자수를 7,200 개로 선정하여 전체 계산에 적용하였다.

3. 쉘리엔 사진 비교 및 이론적 고찰

수치해석의 유효성을 검증하기 위해 비행 마하수 1.5 작동조건에서 피치플랩 편향각 0°와 20°에 대한 쉘리엔 사진과 수치해석 결과를 비교하여 충격파와 제트경계층의 형상을 비교하였

Fig. 7 Comparison of CFD with Θ - β -M Relation a) $M=1.5$, Pitch Angle = 0° b) $M=1.5$, Pitch Length=0.5H9, Pitch Angle = 20°

Fig. 8 CFD and Schlieren Image

으며 이론적 고찰을 위해 노즐 내부에서 발생하는 충격파의 형상을 관계식을 이용해 예측해 보았다.

초음속 유동에서 발생하는 경사충격파의 기하학적 형상은 Eq. 1을 이용하여 구할 수 있다.

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan\beta} = \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2 \sin^2\beta}{(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2\beta} \quad (1)$$

여기서, M_1 은 경사충격파가 발생하기 전 초기 유동속도이며, β 는 경사충격파의 각도, θ 는 노즐 벽에서의 꺾임각이다.

충격파 관계식을 이용하여 구해진 경사충격파의 형상과 수치해석 결과의 비교가 Fig. 7에 제

시되어 있다.

피치편향각 0° 에서 디퓨저와 피치플랩이 이루는 각 θ 는 11.31° 이며, θ - β -M 관계식을 통해 얻어진 경사충격파의 각도 β 는 37.1° 이다. 이 값은 수치해석 결과와 비교한 Fig. 7에서 경사충격파의 각도가 거의 일치하는 것을 볼 수 있다. Fig. 7에서 노즐목에서 충격파가 발생하는 것을 수치해석 결과에서 확인할 수 있었으며, 이는 노즐목의 급격한 형상변화로 인해 노즐목 하류에서 박리가 발생하고 부차적으로 충격파가 발생한 것으로 보인다. 초음속 항공기에서 가변노즐의 노즐목은 관절형태로 항공기 작동조건에 따라 면적 및 형상이 변화되어 노즐목의 곡률은 계속 변화되게 된다. 따라서 본 연구에서는 배기노즐 내부의 형상을 직선형으로 설계하여 그 기본적인 특성을 이해하고자 하였다.

Figure 8은 수치해석 결과와 쉘리렌 사진을 비교한 그림이다. 피치 편향각 20° 의 경우 노즐 입구 마하수 M_1 이 2.2 일 경우 해를 구할 수 있는 직선 형태의 경사충격파가 발생하는 고체의 최대 격임각 $\theta_{\max}$ 는 약 26° 로 계산된다[11]. 이 경우 디퓨저와 피치플랩이 이루는 각은 31.31° 로, 충격파는 모서리에 부착되지 않고 물체로부터 분리되며 직선 경사충격파의 해는 존재하지 않게 된다. Fig. 8 (b)를 보면 피치편향 20° 를 수행하였을 때 상부 플랩에서 분리 충격파(Detached Shock)가 발생한 것을 볼 수 있다. 또한 하부 플랩에서 유동이 팽창과정을 거친 뒤 박리가 발생하는 것을 볼 수 있다. 하부 플랩에서 발생된 경사충격파는 팽창과정을 거친 유동이 박리로 인해 방향이 바뀌게 되어 나타나는 것으로 판단된다. 따라서 피치 편향각 20° 인 경우 일차원 경사충격파 관계식으로는 해를 얻을 수는 없지만 쉘리렌 이미지에서 보여 지는 경사충격파의 형상을 수치해석에서 적절하게 모사하고 있음을 확인할 수 있다.

4. 유동해석 결과

본 연구에서 고려된 항공기의 비행속도는 마

하 1.5 이며, 이때 노즐 압력비(NPR)은 12.07이다. 피치편향각 0° 및 20° 의 조건에서 수행한 피치플랩의 길이에 따른 마하수와 압력 분포가 Fig. 9 및 10에 제시되어 있다. 수치해석결과 피치편향을 수행하였을 때 노즐내부에서 발생한 경사충격파와 유동 박리로 인해 복잡한 유동장이 형성되고 피치편향이 없는 Case 0에 비해 유동속도가 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 유동속도가 감소한 이유는 피치플랩의 격임각으로 인해 발생하는 경사충격파를 통과하면서 유동속도가 크게 줄어들기 때문이다. 그리고 노즐 상부의 디퓨저와 피치플랩 사이의 모서리에서 경사충격파가 모서리에 부착되지 않고 분리된 상태로 나타났으며 이는 직선이 아닌 곡선을 이루는 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 앞에서 설명한 바와 같이 피치플랩의 격임각 θ 가 부착된 충격파가 발생할 수 있는 최대 격임각 $\theta_{\max}$ 를 초과했기 때문으로 판단된다[11].

노즐의 하부플랩에서 유동의 박리가 발생한 것을 Fig. 9의 b) ~ f)의 결과에서 볼 수 있으며, 이로 인해 유동이 노즐의 기하학적 형상을 따르지 않고 수평방향으로 유동이 진행되는 것을 볼 수 있다. 피치플랩의 길이가 증가할수록 박리지점은 노즐의 출구에서 멀어지게 되고, 길이비가 1.5 이상에서는 다시 유동이 하부플랩에 부착되는 것을 볼 수 있다. 따라서 피치플랩의 길이가 변화됨에 노즐내부 및 외부 유동이 크게 변화됨을 알 수 있다.

피치플랩의 길이에 따른 노즐내부 정압력 변화 특성을 알아보기 위해 노즐 상부 벽면과 하부 벽면에서의 정압분포를 Fig. 11에 제시하였다. 노즐 상부와 하부의 압력은 노즐목을 통과하면서 급격하게 감소한다. 노즐목을 통과한 후 약간의 압력상승이 있으며, 이것은 노즐목에서 발생한 충격파에 기인한 것으로 판단된다. 확대노즐의 끝단부에서 노즐 상부와 하부에서 압력차가 발생됨을 볼 수 있으며, 피치플랩의 길이에 따라 그 차이는 크게 변화됨을 볼 수 있다. Fig. 11의 a)와 b)에서는 상단의 압력이 높게 나타났으며, 피치플랩 길이비가 1.5 인 c)의 경우에는 상단과 하단의 압력이 거의 일치함을 볼 수 있다.

Fig. 9 Mach Contours

Fig. 10 Static Pressure Contours

a) case 1 : $L_P = 0.5H_9$ b) case 2 : $L_P = 1.0H_9$ c) case 3 : $L_P = 1.5H_9$ d) case 4 : $L_P = 2.0H_9$ e) case 5 : $L_P = 2.5H_9$

Fig. 11 Pressure along the Axial Position

a) Case 1 : $L_P = 0.5H_9$ b) Case 5 : $L_P = 1.0H_9$ c) Case 5 : $L_P = 1.5H_9$ d) Case 5 : $L_P = 2.0H_9$ e) Case 5 : $L_P = 2.5H_9$

Fig. 12 Velocity vectors

Fig. 13 Axial Thrust (Pitch Angle = 20°)

Fig. 14 Pitch Thrust (Pitch Angle = 20°)

따라서 상단부와 하단부의 압력은 노즐 확대부와 피치플랩 경계면에서 발생하는 경사충격파의 노즐 내부 분포형태에 따라 크게 좌우됨을 알 수 있다.

Figure 12에는 노즐내부에서의 속도벡터가 마하 컨투어와 함께 제시되어 있다. Fig. 12의 a)의 경우 피치플랩의 길이가 가장 짧은 경우로서, 노즐 상부에서 발생한 충격파가 노즐 하부에서 생성된 충격파와 노즐 내부에서 중첩되지 못하고 외부로 뺏어 나감을 볼 수 있다. 이에따라 노즐 내 유동은 피치플랩의 기하학적 각도를 추종하지 못하고 수평방향으로 진행됨을 확인할 수 있다. 피치플랩의 길이가 증가할수록 박리지점은 노즐의 출구에서 멀어지게 되고 길이비가 1.5 이상에서는 다시 유동이 하부플랩에 부착되는 것을 Fig. 12의 c), d), e)에서 볼 수 있다. 상부에서 발생한 경사 충격파가 박리 영역을 교차하면서 박리되었던 유동이 다시 하부 플랩에 부착되는 과정에서 유동방향은 플랩의 기하학적 형상각 보다 큰 각도로 진행되는 것을 확인 할 수 있다.

피치플랩 길이에 따라 노즐내부의 압력 불균형과 출구에서의 유동방향 특성이 다르게 나타났고 이는 추력특성의 변화로 이어지게 될 것으로 예측할 수 있다.

Figure 13, 14, 15에 피치플랩 길이비에 따른 축방향 추력, 피치추력, 총추력이 각각 제시되어 있다. 이때 Ideal Thrust(F_i)는 엔진 사이클 계산[8]에서 얻어진 추력이며, Numerical Thrust는

Fig. 15 Gross Thrust (Pitch Angle = 20°)

본 연구에서 수행한 계산추력이며, Experimental Thrust는 실험[12]에서 측정한 추력 결과이다.

이때 추력은 다음 Eq. 2와 Eq. 3으로 계산하였다. 공기 질유량은 $\dot{m}_{air}$, 노즐 배기속도는 V , 출구압력은 p_n , 대기압력은 p_a , 노즐출구면적은 A_N 으로 나타내었으며, F_N 은 수직방향 추력을 나타낸다. 이때 p_n 은 노즐출구면에서의 가 격자위치에서의 압력이며, 각 격자의 위치에서 압력에 의한 추력을 계산하고, 그 값의 축방향 및 수직방향 성분을 합하여 축추력 및 피치추력으로 제시하였다.

$$F = \dot{m}_{air} V + (p_n - p_a) A_N \quad (2)$$

$$F_G = \sqrt{F^2 + F_N^2} \quad (3)$$

추력은 수치해석을 수행하여 얻어진 노즐 출

구 각 포인트에서의 속도, 압력, 밀도 데이터를 Eq. 2에 대입하여 각각의 격자에서의 추력성분을 구하였다. 이 때 출구압력 p_n 은 출구의 모든 격자점에서 얻어진 데이터를 대입하였고 p_a 는 표준 대기압으로 일정하다. 그 값의 총합으로 축 방향 추력 F (Axial Thrust)와 수직 방향 추력 F_N (Normal Thrust)를 구하였다. 그리고 얻어진 축 방향 과 수직 방향 추력을 Eq. 3에 대입하여 총 추력 F_G (Resultant Gross Thrust)를 구하였다. 실험에서 추력은 Axial Thrust와 Pitch Thrust를 로드셀을 이용하여 각각 구하였고 그 값을 Eq. 3에 대입하여 Gross Thrust를 구하였다. Fig. 13, 14, 15에서 볼 수 있듯이 수치해석 결과는 이상 추력과 근접하게 나타났으며, 실험에서의 추력특성과 경향성은 일치하나 추력 의 절대값에는 다소 차이가 크게 나타났다. 실험에서는 추력 측정시 다양한 오차요인이 있으며, 특히 공기공급관이 실험장치에 연결되어 있어 이때 발생하는 외력을 추력측정 로드셀에서 완전히 분리하지 못한 것이 수치해석과의 추력차이의 주요한 요인으로 판단된다. Fig. 13의 축방향 추력의 경우 피치플랩의 길이가 증가할수록 점차 감소하는 경향을 보임을 알 수 있다. Fig. 14의 피치추력의 경우 피치 플랩의 길이가 가장 작을 때 피치 추력이 최소로 나타났으며, 피치플랩의 길이비가 1.5 일 경우까지 점차 피치추력이 증가함을 알 수 있다. 그러나 피치플랩 길이비가 1.5 이상인 경우 피치추력은 더 이상 증가하지 않고 감소한 후 일정한 값으로 유지됨을 알 수 있다. 이러한 경향성은 실험결과에서도 유사하게 나타남을 볼 수 있다[12]. 1.5H9이상의 길이에서 더 이상 피치추력이 증가하지 않는 이유는 Fig. 13과 Fig. 14에서 살펴 보았듯이 노즐내부의 상부와 하부의 플랩에서 발생하는 경사충격파가 서로 중첩되는 과정에서 압력과 유동방향의 변화가 발생하기 때문인 것으로 판단된다.

Figure 16에 피치플랩의 길이에 따른 추력비 (F_G/F_i)와 피치추력 편향각에 의해 유도되는 피치추력의 편향각이 제시되어 있다. 이때 추력비 (F_G/F_i)는 수치해석을 통해 얻은 노즐의 추력 값 과 엔진 싸이클 해석을 통해 얻은 추력의 비로

Fig. 16 Thrust Ratio and Pitch Angle with Pitch Flap Length Ratio

서 추력 손실도를 판단하는데 이용된다. 추력손실은 피치플랩 길이비가 0.5 일때 가장 작게 나타났지만 추력 편향각은 10.98° 로 가장 낮은 피치 편향각이 나타났다. 피치플랩 길이비가 1.5인 경우 추력 편향각이 24° 로 가장 큰 피치 편향각을 가짐을 알 수 있다. 따라서 초음속 2차원 축소확대 노즐에서 기계적인 피치편향을 할 경우가 가장 큰 유동 피치각을 가지는 피치플랩 길이비가 존재함을 알 수 있다.

5. 결 론

2차원 축소확대 노즐에서 피치플랩 길이비에 따른 초음속 노즐 유동을 해석한 결과 피치플랩 길이비에 따라 노즐 출구에 형성되는 유동장의 변화로 인해 피치 유동각이 크게 달라짐을 알 수 있었다. 피치플랩의 기하학적 편향각에 대한 유동의 피치 편향각을 얻기 위해서는 일정 길이 이상의 피치플랩 길이비가 필요함을 알 수 있었다. 또한 일정 플랩 길이비 이상에서는 의도한 기하학적 편향각 보다 유동 편향각이 크게 나타남을 알 수 있었다. 하지만, 피치플랩의 길이가 증가할수록 피치편향 효율이 증가하다 다시 줄어드는 경향이 나타났고 그 이유는 일정길이 이상에서는 반사충격파가 발생하여 그로인한 압력 상승과 유동방향 변화로 인해 편향효율을 감소시키기 때문인 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구인 “추력 편향노즐 성능해석 및 모델링” 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- Herbst, W. B., "Future Fighter Technologies," Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 8, 1980, pp.561-566
- Deere, K. A., "Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research Conducted at NASA LANGLEY Research Center," The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2003-3800, 2003, pp.1-18
- 오대환, 손창현, 이충원, “2차원 초음속 노즐에서의 2차 유동분사에 의한 추력 방향 제어 특성의 수치적 해석,” 한국추진공학회지, 제4권, 제1호, 2000, pp.13-21
- Wing, J. D. and Giuliano, V. J., "Fluidic Thrust Vectoring of an Axisymmetric Exhaust Nozzle at Static Conditions," 1997 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, FEDSM97-3228, 1997, pp.1-6
- 신춘식, 김희동, “이중목 노즐을 이용한 추력 벡터 제어에 관한 기초적 연구,” 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.25-30
- 정성재, Kumar, V. R. S., 김희동, “Coflow-Counterflow 개념을 이용한 추력벡터 노즐에서 발생하는 유동특성에 관한 연구,” 대한기계학회 2003년도 추계학술대회 논문집, 2003, pp.592-597
- Taylor, J. G., "A Static Investigation of a Simultaneous Pitch and Yaw Thrust Vectoring 2-D C-D Nozzle," AIAA/ASME/SAE/ASEE 24th Joint Propulsion Conference, 1988, pp.1-12
- 김윤희, “2-D 가변 추력편향 노즐 설계 및 유동해석,” 한국추진공학회지, 제15권, 제5호, 2011, pp.27-34
- 정한진, “이차원 초음속 추력편향노즐을 이용한 쉘리렌 가시화 실험연구,” 한국가시화정보학회지, 제9권, 제3호, 2011, pp.30-37
- Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models Engineering Applications," AIAA, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
- Farokhi, S., Aircraft Propulsion, John Wiley & Sons, Inc., 2007, pp.47-51
- 유두환, 최성만, 장현수, “피치편향에 따른 2차원 초음속 노즐의 추력특성,” 2012년 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2012, pp.1943-1946